

文章编号: 1000-8055(2010)08-1842-07

动叶栅倒角对透平级气动性能的影响

石 龔, 李少军, 李 军, 丰镇平

(西安交通大学 能源与动力工程学院 叶轮机械研究所, 西安 710049)

摘 要: 对 Aachen 透平第一级动叶栅添加倒角结构, 应用全三维黏性数值模拟方法, 分析了级环境下动叶栅倒角对透平级性能和内部流场的影响. 结果表明: 过小的倒圆夹角会明显降低透平级效率, 在叶栅加工中应给予足够重视; 倒角结构降低了动叶根、顶处横向压差, 气动负荷向动叶栅后半部分转移; 动叶根部和顶部倒角对流场的影响主要分布于 0%~55% 和 70%~100% 叶高范围内, 受倒角影响上、下通道涡向叶栅中部靠近, 端壁处角涡强度增大, 次流损失上升.

关 键 词: 动叶栅; 倒角; 透平级; 二次流; 数值模拟

中图分类号: TK262

文献标识码: A

Influence of rotor blade fillets on turbine stage performance

SHI Yan, LI Shaorun, LI Jun, FENG Zhenping

(Institute of Turbomachinery, School of Energy and Power Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The rotor blade in the first stage of Aachen turbine was added with a fillet structure, and a full three-dimensional viscous numerical simulation was performed to analyze the influence of rotor fillet on the performance of turbine stage and flow fields under the stage environment. The results indicate that the efficiency decreases significantly when the angle between fillet and end wall becomes too small, which should raise more attention in the manufacturing process of rotor blade. The fillet structure decreases the transverse pressure difference near the rotor hub and shroud, and shifts the aerodynamic load to the latter half part of the rotor blade. The fillets at hub and shroud affect the flow field of the rotor mainly at the 0%~55% span and the 70%~100% span, respectively. The upper and lower passage vortices are close to the midspan of rotor due to the influence of the fillet, leading to increase of the intensity of corner vortex and the loss of second flow near the end-wall.

Key words: rotor blade; fillet; turbine stage; secondary flow; numerical simulation

随着 CFD(计算流体动力学)技术的迅速发展和计算机性能的不断提高, 在叶轮机械内流的研究领域, 人们逐渐将早期研究中简化掉的次要部件诸如: 倒角、间隙、密封等结构, 纳入到整机数值分析当中, 以期获得更为接近工程实际的流场信息. 其中, 轮毂、围带与叶栅之间的加工倒角作

为早期研究简化掉的叶栅真实结构, 被众多学者认为具有减轻端壁热负荷^[1]、控制马蹄涡发展^[2]、减小流动损失^[3]的潜力, 成为目前研究的热点.

Sauer 等^[4]通过优化静叶前缘倒角降低了叶栅次流损失; Mahmood, Acharya 等人^[5-7]利用静叶前缘倒角控制通道涡, 降低了端壁热负荷;

收稿日期: 2009-06-25; 修订日期: 2009-09-09

作者简介: 石龔(1983-), 男, 陕西宝鸡人, 博士生, 主要从事燃气轮机非定常流动的试验研究.

Saha 等^[8] 详细分析了静叶倒角对气动参数的分布的影响; 康顺, 毛明明等人^[9-10] 针对离心式叶轮的倒角结构进行了深入研究。

需要指出, 目前公开发表的文献中, 大多以孤立静叶栅的倒角结构为研究对象, 通过改变倒角形状控制流场中次流涡系分布来改善叶栅气动性能. 而有关在级环境下对动叶栅倒角进行研究的文献并不多见. 由于动、静叶内部流场大相径庭, 动叶栅中二次流与主流干涉现象更为复杂, 受进口气流角影响明显. 因此, 针对静叶研究后获得的结论并不能直接应用在动叶设计中。

本文利用数值模拟方法, 深入研究了级环境下具有叶根和叶顶倒角结构的动叶内部流场, 对比分析了不同倒角结构对透平级气动性能的影响, 旨在为动叶栅生产工艺的改进和气动性能的评估发展相关理论及应用指导。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

在众多轴流式试验透平中, Aachen 透平以其简约的结构并具有典型亚声速轴流式透平气动特性而成为国内外学者进行机理性研究的对象. 本文利用数值模拟方法, 以 Aachen 透平中的第一级为对象, 研究其动叶根、顶部倒角对透平级气动性能的影响。

倒角结构由两个参数决定^[9]: ①倒角半径 R ; ②倒圆与叶栅上、下端壁形成的最小夹角(又称倒圆夹角) β , 如图 1 所示. 需要指出: ①当倒圆夹角为零时, 在网格拓扑结构限制下, 动叶端壁处近壁

面网格正交性迅速下降, 在数值求解过程中会引入较大误差. 因此将 15° 作为夹角的下限, 当夹角小于 15° 时, 计算结果都按零处理, 不计入本文的讨论范围. ②厂商加工动叶时采用不同机加工艺, 最终得到倒角半径会有所差异, 一般在 $1\sim 3\text{ mm}$ 范围之内。

基于上述两点考虑, 本文按照表 1 给出的参数值, 对动叶根部和顶部倒角造型, 分别在不同算例中进行级环境下的数值模拟. 以下将算例 1 作为原始造型, 并以其计算结果作为后续对比分析的基准。

表 1 不同算例中倒角结构设置
Table 1 Fillet configuration settings in different cases

算例 单位	$R /$ mm	$\beta /$ ($^\circ$)	叶根	叶顶	喉部面积 缩小 / %
1	0	0	无	无	0
2	1	15	有	有	0.09
3	1	30	有	有	0.05
4	1	45	有	有	0.026
5	2	15	有	有	0.36
6	2	30	有	有	0.2
7	2	45	有	有	0.11
8	3	15	有	有	0.81
9	3	30	有	有	0.45
10	3	45	有	有	0.234
11	3	15	无	有	0.41
12	3	15	有	无	0.41

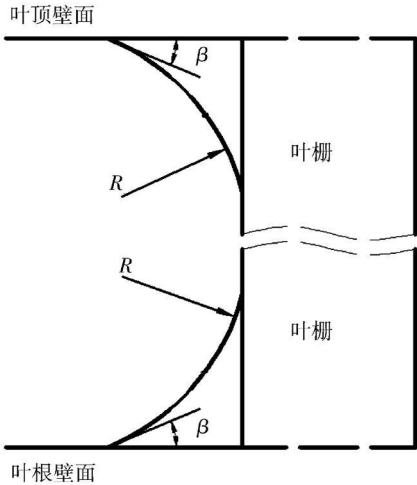


图 1 倒角结构示意图
Fig. 1 Fillet structural diagram

1.2 计算网格

网格生成采用商用软件 NUMECA 中的 IGG/ AutoGrid 模块, 为适应叶片通道空间拓扑结构并保证较高的网格质量, 计算域采用多块结构化网格技术, 叶栅通道内采用 O 型网格, 进出口延伸段为 H 型网格. 图 2 给出了算例 8 三维网格图. 表 2 给出了计算域各个方向上的网格数. 为了进行对比分析, 其余各算例的网格拓扑结构和节点数与算例 8 相同。

透平设计转速为 $3\,500\text{ r/min}$, 进口总温 309 K , 进口总压 153.786 kPa , 出口静压 130.175 kPa , 固壁为绝热边界, 本文按照以上设计参数进行全三维黏性数值模拟。

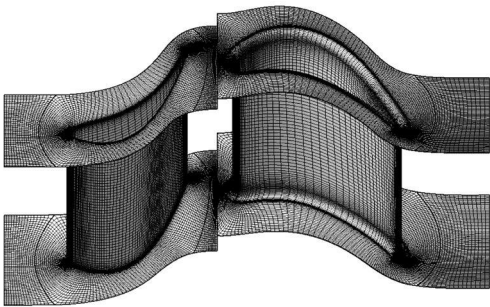


图 2 三维计算网格图

Fig. 2 Three dimensional computational grid

表 2 计算域各方向的网格节点数

Table 2 Grid nodes along each direction in computation domains

计算域	周向	展向	轴向
进口延伸段	57	93	17
静叶	57	93	49
动叶	81	93	57
出口延伸段	81	93	17
总节点数	1 689 345		

1.3 求解方法

应用计算流体动力学软件 FINE/Turbo 求解雷诺平均 Navier Stokes 方程, 其中: 湍流模型采用具有计算量小稳定性好的 Spalart Allmaras 一方程模型; 空间离散采用中心差分格式; 时间离散采用显式四步龙格库塔法; 添加人工黏性项抑制奇偶失联; 应用多重网格加速和隐式残差光滑技术达到最快收敛速度.

2 数值模拟结果及分析

2.1 动叶倒角对透平级总体气动性能的影响

以算例 1 的计算结果作为基准, 图 3 和 4 分别给出了透平级等熵效率和流量随动叶倒角变化百分比值. 由图 3 可知, 透平级等熵效率在算例 1 中出现最大值, 随着倒圆夹角变小效率显著下降, 在算例 8 中出现最小值 - 1.3%. 而倒角半径由 1mm 增大到 3 mm 的过程中, 透平级效率变化较小.

由于倒角的出现, 靠近动叶根、顶处的尾缘直径增加, 尾迹损失上升. 由倒角结构可知, 倒圆夹角直接决定了尾缘在叶栅根、顶附近增大的幅值, 夹角越小尾缘增大的越多. 而倒角半径决定了倒

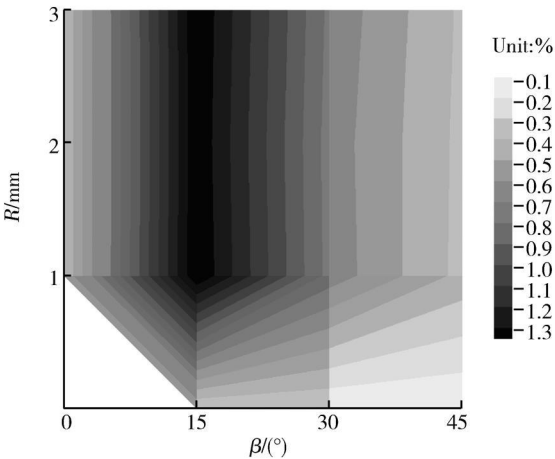


图 3 不同倒角结构算例中透平级等熵效率变化的百分比值

Fig. 3 Changed percentage of turbine stage isentropic efficiency in cases with different fillet structures

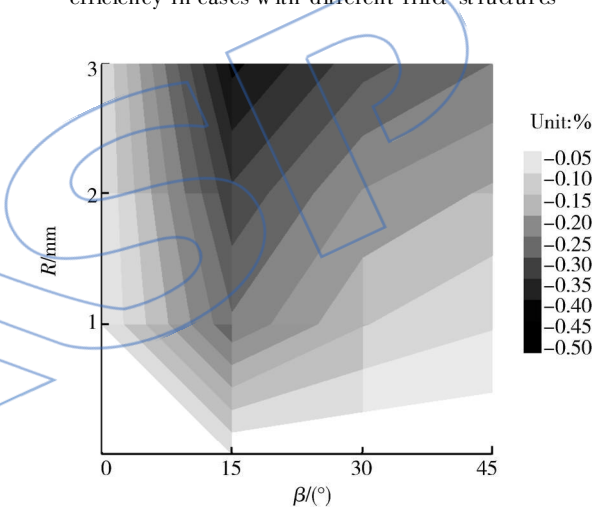


图 4 不同倒角结构算例中透平级流量变化的百分比值

Fig. 4 Changed percentage of turbine stage flow rate in cases with different fillet structures

角在动叶展向延伸的范围, 没有与动叶尾缘直接建立关系. 因此, 透平级等熵效率受倒圆夹角影响较大, 而受倒角半径影响较小. 另外, 倒角的出现引发了动叶流道内涡系结构改变, 也会导致透平级流动效率变化, 后边会详细讨论.

由图 4 可看出, 透平级流量同时受到倒圆夹角和倒角半径的影响, 与算例 1 相比, 流量减小的极值为 0.5%. 随倒圆夹角减小和倒角半径增加, 透平级流量下降.

透平级流量与叶栅通流能力直接相关, 当动叶根、顶处出现倒角, 内部通流面积下降, 透平级流量随之下降. 参照表 1 可知, 与动叶流道特征尺

度相比倒角所占比例很小, 对流量影响有限, 因此在倒角出现的算例中, 尽管透平级流量有所下降, 但明显低于效率下降的百分比。

通过以上分析可知, 在动叶栅加工过程中需要在倒圆夹角上给予足够重视, 控制工艺, 避免出现过小的倒圆夹角, 而在倒角半径上可适当放宽技术要求, 以合理的造价获得气动性能优良的动叶部件。

2.2 倒角对动叶栅内部流场的影响

2.2.1 动叶栅气动负荷分布

由图 1 可知, 当动叶出现倒角后, 叶顶与叶根处型线朝向原始叶型外法线方向膨胀, 相邻叶栅压力面和吸力面间距离减小, 横向压力差随之降低。为了清晰体现倒角对动叶流场产生的影响, 这里将对透平级效率影响最大的算例 8 和算例 1 进行对比分析。

如图 5 所示, 图中给出了动叶根、顶处压力面和吸力面间静压差沿流向分布。首先, 算例 1 中动叶顶部出现负攻角, 在 10% 轴向弦长范围内, 吸力面压力高于压力面, 叶栅做功能力降低。而算例 8 中, 倒角增大了动叶根、顶部前缘半径, 更好适应具有负攻角的来流, 在 10% 轴向弦长范围内横向压差绝对值较小, 避免动叶做功能力过多损失。

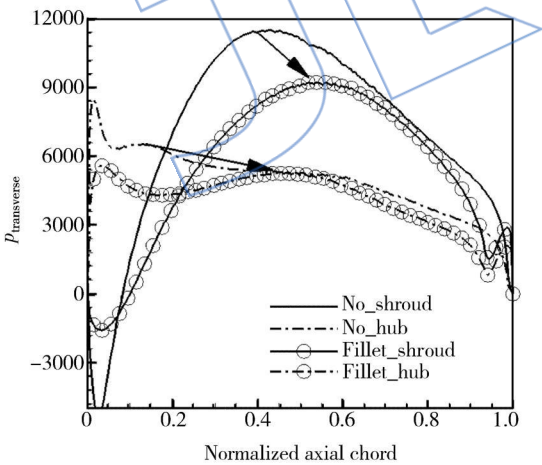


图 5 横向压差沿动叶流道分布

Fig. 5 Transverse pressure difference distribution along blade passage

其次, 比较叶根和叶顶处压差的变化幅值发现, 叶顶处压差在倒角的作用下减弱幅度较大。对于 Aachen 透平的直列叶栅, 气动负荷由根部向顶部逐渐增大。在加入相同结构的倒角后, 横向压差在气动负荷较高的叶顶部分减弱较多。

最后, 比较横向压差最大值出现的位置, 如图中箭头所示, 可知倒角出现使动叶栅根、顶部负荷以 40% 轴向弦长处为分界点, 前半部分降低, 后半部分升高。这是由于动叶栅后半部分流道较为狭窄, 倒角结构的引入会加速流道收缩, 有利于气流膨胀加速, 使动叶栅根、顶处气动负荷重新分布, 向下游转移。

与无倒角的算例相比, 倒角结构的引入降低了动叶根、顶部横向压差, 同时增加叶栅后半部分承担的气动负荷。因此, 在动叶设计中需要纳入倒角真实结构, 实现叶栅气动负荷在真实工作环境下的准确评估。

2.2.2 动叶栅根、顶处倒角影响范围

由前边分析中采用的算例可知, 动叶气动负荷和透平级性能的变化都是在动叶根、顶部倒角共同作用下产生的。为细致分析动叶根部和顶部处倒角在改变流场中各自起到的作用, 有必要对仅有一种倒角结构的算例 11 和算例 12 进行研究。

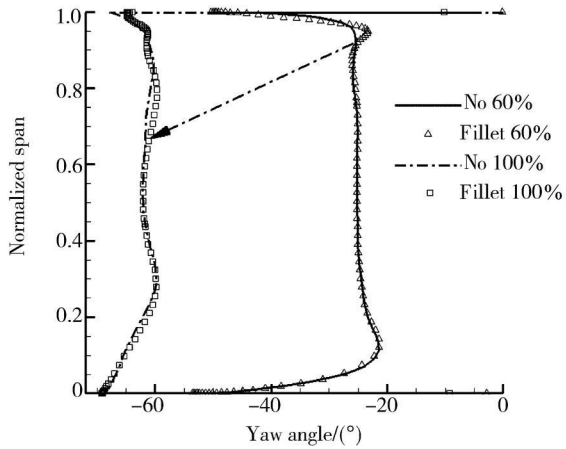
在图 6(a) 中, 以相对气流角作为衡量流场变化的参数, 将动叶仅有顶部倒角的算例 11 与算例 1 进行比较, 并取出了两个动叶轴向截面的相对气流角节距平均值沿叶展分布曲线。经过比较可以看出, 60% 动叶轴向弦长截面处, 叶顶倒角引起了 90% ~ 100% 叶展范围内的气流偏转方向变化。随着气流向下游发展, 这一影响范围逐渐扩大, 在动叶出口截面(100% 轴向弦长截面), 倒角影响区域扩大至 70% ~ 100% 叶展范围。而在动叶根部附近, 相对气流角未受叶顶倒角影响。

相对气流角分布差异是相邻叶栅压力面和吸力面间横向压力梯度变化引起的。加入倒角结构后, 气流在动叶根、顶部附近发生欠转折, 更加靠近压力面, 因此相对气流角的绝对值较小。随着气流向下游发展, 通道涡将上端壁边界层中偏转不足的流体向中截面方向卷吸, 在更大范围内改变了气流偏转方向, 最终动叶顶部倒角的影响区域在出口截面处扩大至 70% ~ 100% 叶展, 并在下游保持不变。

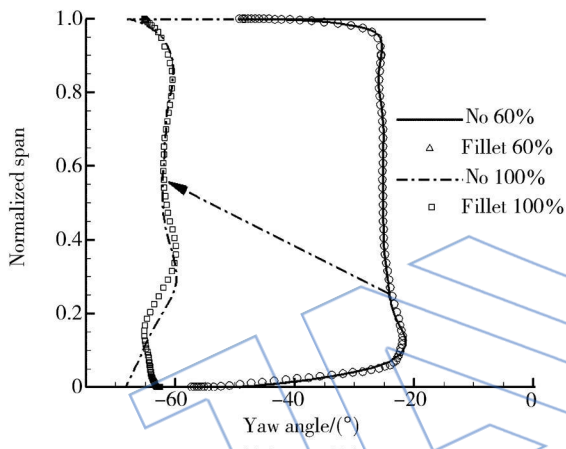
与图 6(a) 类似, 图 6(b) 给出了动叶仅存在根部倒角的计算结果。与算例 1 相比, 叶根倒角对流场的影响范围在流动过程中逐渐扩大, 最终在出口截面形成 0% ~ 55% 叶展范围的影响区。

由此可知, 在动叶横向压差和吸力面通道涡作用下, 0% ~ 55% 和 70% ~ 100% 叶展范围内流场分别受到叶根和叶顶处倒角的影响。与

Pieringer^[11] 研究静叶倒角后得出的结论有所不同.



(a) 算例 1 和算例 11



(b) 算例 1 和算例 12

图 6 节距平均相对气流角沿叶展分布
Fig. 6 Distribution of pitch averaged flow angle along blade span

2.2.3 动叶通道内次流分布

在动叶根、顶处添加倒角结构实际上是一种端壁造型方法, 会引起动叶内部二次流分布和强度发生变化^[12]. 图 7(a) 和 7(b) 分别给出了算例 1 和算例 8 动叶出口截面的次流矢量分布图.

图 7 中箭头表示了动叶上、下通道涡出现的位置. 比较两个算例发现, 在具有倒角结构的算例 8 中, 通道涡远离叶栅的根部和顶部, 向中截面移动. 原因是加入倒角结构后, 动叶根、顶处通流面积减小, 气流遵循连续方程规律向通流面积较大的中叶展偏移, 改变了通道涡出现位置.

研究表明, 通道涡的卷吸作用会使叶栅端壁冷却气膜远离热负荷较大固壁, 冷却效率降低, 恶化叶栅运行环境^[6]. 通过以上分析可知, 倒角结构

有利于通道涡远离动叶根、顶壁面, 减弱对冷却气膜的影响, 同时在一定程度上削弱了通道涡端壁次流的干涉^[1], 为改善冷却气膜分布, 减轻动叶栅热负荷提供了重要的工程应用指导.

在动叶出口截面, 相邻流道的压力有势场发生干涉, 引起动叶相邻流道根、顶处边界层内不同强度的次流掺混形成角涡^[11]. 图 7(a) 和 7(b) 分别对流场中角涡出现的位置进行了局部放大.

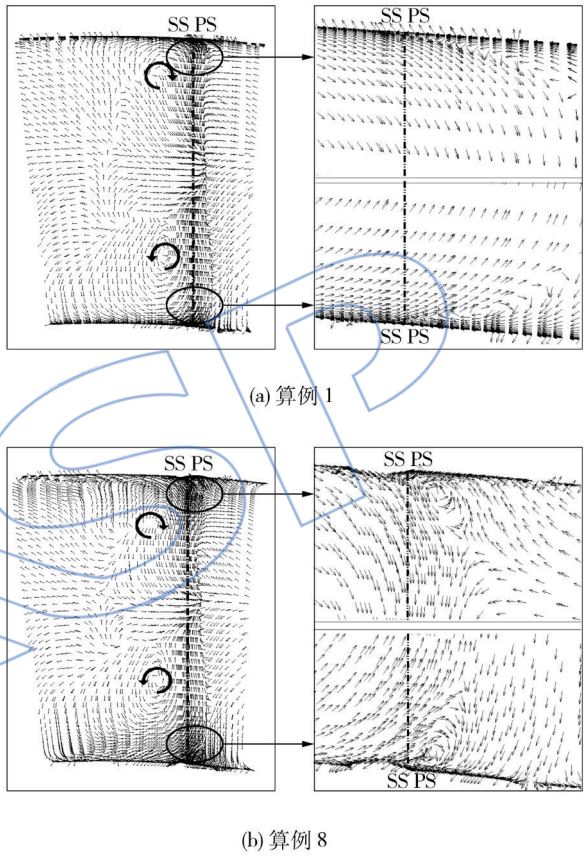


图 7 动叶出口次流矢量分布图

Fig. 7 Distribution of the second flow vector at blade outlet

比较算例 1 和算例 8 中的角涡分布可知, 无倒角时, 动叶根、顶处的角涡很弱, 扭曲较为明显. 在加入倒角结构后角涡强度显著增加, 旋转形态明显. 这一现象是由倒角几何结构产生, 倒角将相互垂直的叶栅吸力面和叶根、顶固壁用平滑过渡的圆弧相连, 在端壁的横向压力梯度和叶栅径向压力梯度共同作用下, 气流沿圆弧的几何型线运动形成漩涡, 强度较大. 在无倒角的情况下, 缺少角涡形成的几何条件, 仅靠通道涡和压力场的诱发作用, 角涡形成后强度较小, 受通道涡影响被横向拉伸.

2.2.4 动叶出口损失分布

动叶处于高速旋转状态并具有较大气流转折角, 内部流场出现更为明显的通道涡损失、掺混损失和尾迹损失. 倒角改变了动叶根、顶部的几何结构, 对气动损失分布会起到显著影响. 本文使用熵值高低来反映损失大小, 熵值公式定义如下:

$$S = c_p \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) - R_g \ln\left(\frac{p_2}{p_1}\right) \tag{1}$$

其中 S 为熵; T_1, T_2 分别为进口静温和当地静温; p_1, p_2 分别为进口静压和当地静压; c_p 为空气比定压热容; R_g 为气体常数.

图 8 分别给出了算例 1, 2, 5, 8 中动叶出口周向平均熵值沿叶高的分布, 可以看出在叶高方向出现四个损失较大的区域. 高熵区 A 和 D 由动叶端壁处横向次流损失产生, B 和 C 由通道涡损失产生. 比较动叶不同倒角结构下的损失分布可知, 叶栅根、顶处高损失区在倒角的作用下发展较快, 影响范围增加. 原因主要有两个: ①倒角结构强化了动叶根、顶处的角涡, 边界层内低能流体和主流区的高能流体间掺混损失升高; ②动叶根、顶附近尾缘直径在加入倒角结构后增大, 产生更多尾迹损失. 由此可知, 动叶根、顶处气流受倒角影响损失增加, 高熵区范围扩大.

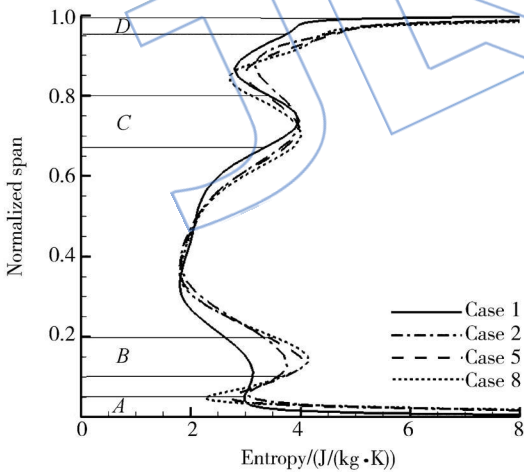


图 8 动叶出口熵值沿叶高分布

Fig. 8 Distribution of entropy along the blade span at blade outlet

比较不同算例中高熵区 B 和 C 会发现, 动叶上通道涡损失区并未发生明显变化, 而下通道涡损失显著增大, 并随倒角半径的增大损失升高. 这与动叶倒角对流场的影响范围密切相关, 由前边分析可知, 动叶根、顶处倒角分别对 $0\% \sim 55\%$ 和

$70\% \sim 100\%$ 叶高范围的流场产生影响. 上通道涡核心出现在 70% 左右叶高位置, 已经临近叶顶倒角影响范围的边缘, 而下通道涡核心在 15% 叶高位置出现, 完全处于叶根倒角影响范围之内. 因此动叶上、下通道涡引起的高损失区在加入倒角结构后, 变化趋势不同.

3 结 论

通过对具有不同倒角结构的动叶栅在级环境下进行数值模拟, 得到如下结果:

- 1) 过小的倒圆夹角会明显降低透平级效率, 在加工中需要尽量避免出现过小的倒圆夹角, 而对于倒角半径可以适当放松加工要求.
- 2) 倒角结构引发动叶根、顶处横向压差降低, 气动负荷向动叶后半部分转移, 评估动叶气动负荷需要考虑倒角结构影响.
- 3) 添加倒角结构是一种端壁造型方法, 在倒角作用下, 动叶流场中的涡系分布发生变化, 上、下通道涡向中叶展方向迁移, 端壁处角涡强度增大.
- 4) 动叶倒角对流场的影响范围沿流向逐渐扩大, 在出口截面根、顶处倒角分别对 $0\% \sim 55\%$ 和 $70\% \sim 100\%$ 叶高范围流场产生影响, 同时引发根、顶处二次流损失和下通道涡损失上升.

参考文献:

[1] Shih T I P, Lin Y L. Controlling secondary-flow structure by leading edge airfoil fillet and inlet swirl to reduce aerodynamic loss and surface heat transfer[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 48-56.

[2] Zess G A, Thole K A. Computational design and experimental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 167-175.

[3] Lethander A, Thole K, Zess G, et al. Optimizing the vane endwall junction to reduce adiabatic wall temperatures in a turbine vane passage [J]. ASME Paper GT2003-38939, 2003.

[4] Sauer H, Muller R, Vogeler K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the endwall[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 207-213.

[5] Mahmood G I, Gustafson R, Acharya S. Experimental investigation of flow structure and Nusselt number in a low speed linear blade passage with and without leading edge fillets[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127(5): 499-512.

[6] Mahmood G I, Acharya S. Experimental investigation of secondary flow structure in a blade passage with and with

out leading edge fillets[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 2007, 129(3): 253-262.

[7] Mahmood G I, Acharya S. Measured endwall flow and passage heat transfer in a linear blade passage with endwall and leading edge modifications[R]. ASME Paper GT2007-28179, 2007.

[8] Saha A K, Mahmood G I, Acharya S. The role of leading edge contouring on end-wall flow and heat transfer: computations and experiments[R]. ASME Paper GT2006-91318, 2006.

[9] 康顺, 孙丽萍. 叶根倒角对离心叶轮气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(1): 41-43.

KANG Shun, SUN Liping. Influence of root fillet on the aerodynamic performance of centrifugal impeller[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(1): 41-43. (in Chinese)

[10] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 倒角和间隙对跨音轴流压气机气动性能的影响[J]. 热能动力工程, 2005, 20(5): 469-473.

MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. The influence of blade root fillet and blade tip clearance on the aerodynamic performance of a transonic axial compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005, 20(5): 469-473. (in Chinese)

[11] Pieringer P, Sanz W. Influence of the fillet between blade and casing on the aerodynamic performance of a transonic turbine vane[R]. ASME Paper GT 2004-3119, 2004.

[12] David G S, David B, Grant I. Using profiled endwalls, blade lean and leading edge extensions to minimise secondary flow[R]. ASME Paper GT 2008-50811, 2008.

